

(54) MOVING BLADE FOR TURBINE

(11) 55-146201 (A) (43) 14.11.1980 (19) JP

(21) Appl. No. 54-54204 (22) 4.5.1979

(71) HITACHI SEISAKUSHO K.K. (72) TADASHI FUJIWARA(1)

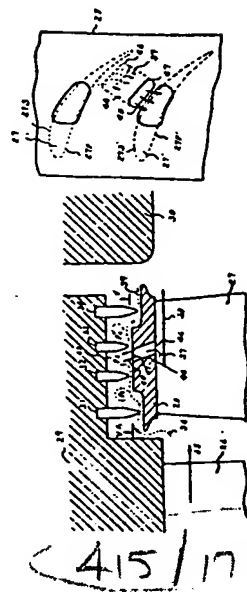
(51) Int. CP. F01D5/20

PURPOSE: To reduce the secondary-flow loss and leakage loss at the top of moving blades of turbine, by forming inlet ports in the inner surface of shroud ring fixed to the top of moving blades and outlet ports in the outer surface of shroud ring.

CONSTITUTION: A turbine stage is constituted by stator blades 26, rotor blades 27, shroud ring 28, upper diaphragm 29, radial fins 31~34, etc. In addition to the above, inlet ports 46 are formed in the inner surface of shroud ring 28 and outlet ports 47 are formed in the outer surface of shroud ring 28. With such an arrangement, flow 37 branched from main flow 35 into inlet port 46 is passed through communicating passage 44 and issued into space 48 from outlet port 47, so that downstream flow 38 becomes smooth with no turbulences. At the same time, leakage flow 36 branched from main flow 35 is sealed in space 48 by the effect of fluid blown out from outlet port 47, so that the amount of leakage flow passing through radial fin 34 disposed on the downstream side can be reduced.

416/181, 189A

415/172A



415/173.6

⑨ 日本国特許庁 (JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭55-146201

⑪ Int. Cl.³
F 01 D 5/20

識別記号

庁内整理番号
7515-3G

⑬ 公開 昭和55年(1980)11月14日

発明の数 1
審査請求 未請求

(全 5 頁)

⑭ タービン動翼

⑯ 特 願 昭54-54204

⑰ 出 願 昭54(1979)5月4日

⑱ 発 明 者 藤原正

日立市幸町3丁目1番1号株式
会社日立製作所日立工場内

⑲ 発 明 者 相馬昭男

日立市幸町3丁目1番1号株式
会社日立製作所日立工場内

⑳ 出 願 人 株式会社日立製作所

東京都千代田区丸の内1丁目5
番1号

㉑ 代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 タービン動翼

特許請求の範囲

1. 隣接する複数の動翼の先端部にシュラウドリングを連結し、該シュラウドリング外周にフィジを近傍して配置したタービン動翼において、相隣り合う動翼で形成される翼間流路部に面した前記シュラウドリングの内周面に吸込を、シュラウドリング外周面に吹出孔をそれぞれ設け、翼間流路を流下する主流の部を該吸込孔から吸込むようにしたことを特徴とするタービン動翼。
2. 特許請求の範囲第1項記載のタービン動翼において、前記吸込孔を動翼側面近傍に位置するよう設けたことを特徴とするタービン動翼。
3. 特許請求の範囲第1項又は第2項記載のタービン動翼において、前記吹出孔を動翼背面近傍に位置するよう設けたことを特徴とするタービン動翼。
4. 特許請求の範囲第1項又は第2項記載のタービン動翼において、前記吹出孔をシュラウドリ

(1)

ング出口端面部に設けたことを特徴とするタービン動翼。

発明の詳細な説明

本発明は、軸流流体機械に係り、特に蒸気タービン、ガスタービン等を使用するに好適なタービン動翼に関するものである。

一般に蒸気タービンおよびガスタービン等の軸流流体機械の段落内部には数多くの損失が複雑に影響し合いながら発生しているが、その中でも静翼、動翼まわりに発生する翼形損失、二次流れ損失および動翼先端から作動流体の漏れによる先端漏洩損失などが大勢を占めている。

特に軸流流体機械に採用されている翼列では、その翼長が有限であるために側壁近傍で損失が急激に増加する。これは側壁上に形成される境界層の発達と、翼間流路幅の変化および転向の度合と翼面および側壁境界層内の流れの方向の相違によって生ずる二次流れとが相互に影響し合つて生ずる損失であり、エンドウォール損失あるいは二次流れ損失として周知のものである。特にアスペク

(2)

ト比の小さな段落においては二次流れ損失の翼長方向に占める割合が大きくなり、段落性能劣化の重要な一因となつてゐる。従来より二次流れ低減策として、遮蔽板の設置、境界層制御などが提案されてきたが、いずれの低減策も抜本的解決には至つていないのが現状である。

また先端漏洩損失は、その漏洩流が動翼をバイパスして流下するためにその量だけ軸出力が減少し、効率が低下することに起因している。通常この先端漏洩損失の値は2〜3%と推定されている。しかし、この動翼先端からの漏洩流の影響は、軸出力の減少ばかりではなく、動翼出口部の主流にも悪影響を及ぼし二次流れ損失の一因ともなつて段落効率低下の大きな原因となつてゐる。

ここで、先端漏洩損失および二次流れ損失について図面を用いて説明する。第1図は従来の蒸気タービン段落の内部構造を示す図であり、タービン段落は静翼1、3、動翼2、4、上部ダイヤフラム7、8、下部ダイヤフラム9、10、ロータディスク11、12、動翼2、4を周方向に複数

(3)

象を説明する。動翼2、2'および翼上下端にける側壁2T、2Rに囲まれて構成される翼間流路において、作動流体25の主流は側壁2T、2Rから十分に離れた位置では動翼2の背面2Sと相隣る動翼2'の腹面2P'の転向形状の影響を受けて流線25のように流れるが、側壁2T、2Rの近傍では、側壁2T、2R上に発達した境界層との干渉により、それぞれ流線群20T、20Rのように流れる。すなわち、図示するように動翼2'の腹面2P'から動翼2の背面2Sの方向へと流れ、側壁2T、2Rと動翼2の背面2Sとが交わるコーナーに集合してくる。このコーナーに集合した境界層内の流水4T、4Rは動翼2の背面2Sに沿つて上昇しながら翼間流路を流下し、コーナー渦24T、24Rとなつて成長し、図に示すように旋回しながら翼間流路から流出する。このように作動流体の一部が渦となつて流出するためにエネルギー損失を生ずることになる。この翼間流路部の半径方向の損失分布は、第3図に示すように、翼先端部で大きな損失(Ys)を発生

(5)

特開昭55-146201(2)

枚連結するシュラウドリング5、6および上部ダイヤフラム7、8の内周面に固定されるラジアルフィン13〜18などによつて構成されている。なお、上部ダイヤフラム7、8の外周側には内部ケーシング19が設置されている。このタービン段落において動翼先端部の漏洩流21は静翼1の出口先端部を流れる作動流体の主流20から分離し、シュラウドリング5とラジアルフィン13とにはさまれる間隙を通つて、上部ダイヤフラム7、シュラウドリング5およびラジアルフィン13、14に囲まれる空間に入つて膨張する。さらにこの漏洩流は縮流となつてラジアルフィン14とシュラウドリング5の間隙を通り、以下ラジアルフィン16とシュラウドリング5の間隙を通るまで、膨張と縮流を繰返す。この漏洩流23の縮流は一種の噴流状態となつて動翼2の出口部に拡散し、動翼2の出口の主流22に影響を与え、動翼出口部の二次流れを助長する結果となる。

次に二次流れ損失について説明する。第2図は第1図のII-II方向矢視図であり、二次流れの現

(4)

していることが判明しており、この為タービン段落効率上大きな欠点となつてゐる。

本発明の目的は、タービン段落内部損失の中でも特に影響の大きい二次流れ損失および先端漏洩損失を低減する高効率なタービン翼を提供することにある。

本発明の特徴とするところは、動翼先端部シュラウドリングの相隣り合う動翼間で形成される翼間流路に面した該シュラウドリングの内周面に吸込孔を、外周面に吹出孔をそれぞれ設け、吹出し用の流体を主流より吸込んでシュラウドリング外面側に導出するようにしたことにある。

次に本発明の一実施例であるタービン動翼を図面を用いて詳細に説明する。第4図にタービン段落の断面図を示すが、この段落は、静翼26、動翼27、動翼先端のシュラウドリング28、上部ダイヤフラム29および該ダイヤフラム29とシュラウドリング28との間の漏洩流を低減するラジアルフィン31〜34などから構成されている。そして隣接する動翼27の間に区画される翼間流

(6)

路部に面したシュラウドリング28の内周面に主流の一部を導入する吸込孔46、外周面には運通路44を通じて導かれた主流を導出する吹出孔47を設けるものである。第5図にシュラウドリング28の外周面を示すように、前記吸込孔46は、特に動翼出口側の翼腹側面27P近傍に設けられている。尚、吸込孔46および吹出孔47の形状および個数は特に限定されるものではない。

吸込、吹出し作用は、吸込孔46の圧力と吹出し孔47の圧力差によるものであり、本圧力差が充分に確保されるように運通路44を配設して吸込孔46および吹出孔47の位置を選定するものである。即ち、シュラウドリング外周に面して配設されたラジアルフィン部の圧力分布と動翼先端における翼間流路部の圧力分布により、吸込孔46および吹出孔47の位置が次のように決定される。第6図にラジアルフィン部の漏洩流体の状態変化図を示すように、漏洩流体36は、シュラウドリング28と各フィンに挟まれたギャップでの影響、シュラウドリング28と各フィンと上部

(7)

孔46との圧力差 ΔP を確保するため第7図から吸込孔46の圧力より小さな位置に決定されるものである。

このように構成したタービン翼列における流体の流れについて第4図を用いて説明する。即ち翼間流路を流下する主流35よりシュラウドリング28内周面の吸込孔46に吸込まれた流れ37は、境界層および2次流れを伴なつて運通路37を流通してシュラウドリング28外周面の吹出し孔47から、ラジアルフィン32、33、シュラウドリング28及び上部ダイヤフラム29で囲まれる空間部48に吹出す。つまり、翼間流路における2次流れ、境界層がシュラウドリング28の吸込孔46より吸込まれるため、翼間流路の吸込孔46より下流側の流れ38は乱れのない良好な流れとなる。また吹出し孔47からの吹出し効果により、主流35より分かれてシュラウドリング28外面とダイヤフラム29との間隙を流下する漏洩流体36は、該間隙の空間部48でシールされることになり、下流側のラジアルフィン34を通

(8)

ダイヤフラム29で囲まれる空間部における静圧回復の過程を経て、ラジアルフィン入口部の圧力 P_{in} から出口部の圧力 P_{out} まで変化する。従つてシュラウドリング28の外周部の圧力分布は第7図のようになる。これに対し動翼先端の翼間流路部の圧力分布は、第8図に示す如く翼腹側が高く、翼背側が低い分布となる。第8図の曲線49は、動翼腹側面27Pの翼面圧力分布を示し、曲線50は動翼背側面27S'の翼面圧力分布を示す。第7図及び第8図より、翼腹側面圧力は一般にラジアルフィン部圧力分布より高いことから、吸込孔46と吹出し孔47との圧力差 ΔP を確保するため、吸込孔46の位置として同じ翼間流路内の動翼腹側面27P近傍のシュラウドリング内周面を選択することが好ましいことがわかる。また翼間流路間の腹側面から背側面への2次流れおよび2次流れの原因となる境界層を発達する前に吸込んでしまうという観点から見ても吸込孔46の位置として動翼腹側面近傍を選択することが好ましい。次に吹出し孔47の位置は、吸込

(9)

つて流れ出る漏洩流を減少させることが出来る。

次に第9図により本発明の他の実施例であるタービン動翼について説明する。第9図は、吹出し孔47を特にシュラウド出口端に設けたものであり、次段の上部ダイヤフラム49は、吹出し孔47からの吹出し流れ42と干渉しない位置に設けられるものである。

本実施例では、吸込孔46から翼間流路内の境界層および2次流れを吸込むことによる2次流れの低減効果だけでなく、動翼27の出口先端部における漏洩流43の拡散による翼間流路を流れる主流への悪影響が、シュラウド出口端の吹出し孔47からの吹出し流れ42によつて解消され、主流38への影響が防げるという効果があるものである。

以上述べた如く本発明によれば、動翼の2次流れ、境界層を吸込むことで2次流れを低減出来るとともに、ラジアルを通つて流下する漏洩流を低減出来るという効果が達成される。

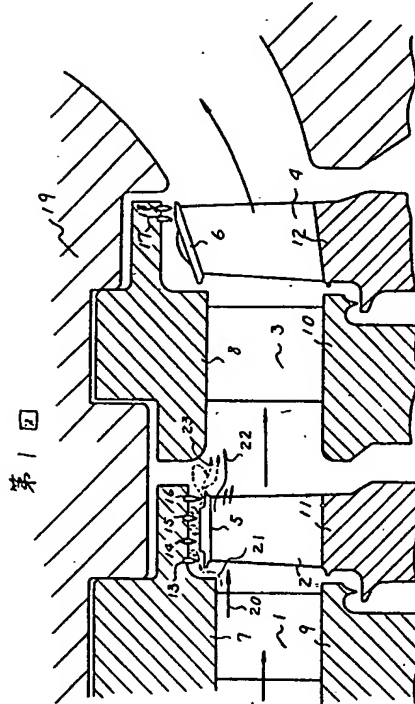
図面の簡単な説明

(10)

第1図はタービン段落の断面図、第2図は二次流れ損失の原理説明図、第3図は、従来構造の翼間流路における半径方向の損失分布図、第4図は本発明の一実施例を示すタービン段落の動翼先端部断面図、第5図は第4図におけるV-V方向矢視図、第6図は、ラジアルフィン部の漏洩流体の状態変化図、第7図は同じくラジアルフィン部の漏洩流体の圧力分布図、第8図は動翼先端部の翼間流路における圧力分布図、第9図は本発明の他の実施例を示すタービン段落の動翼先端部断面図である。

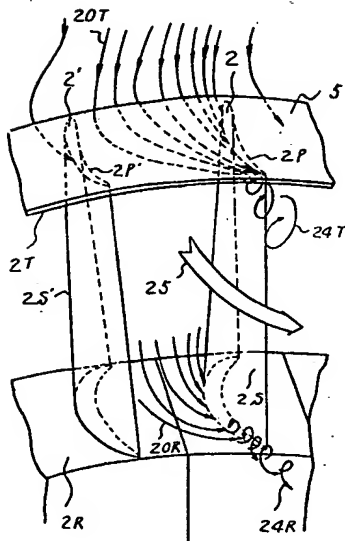
27…動翼、27S、27S'…動翼背面、31～34…ラジアルフィン、35～43…作動流体の流路、44…連通孔、46…吸込孔、47…吐出し孔。

代理人 弁理士 高橋明夫

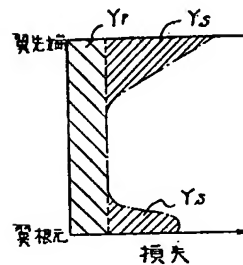


(11)

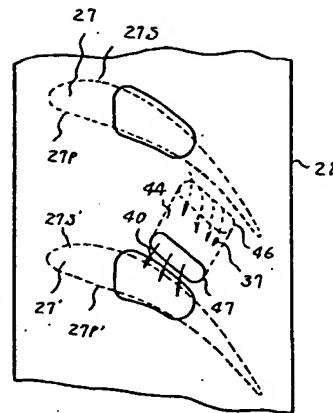
第2図



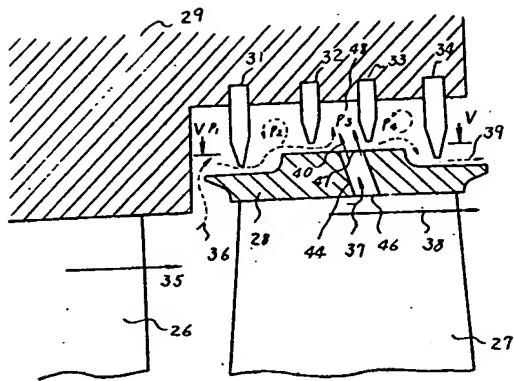
第3図



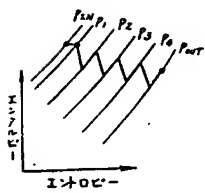
第5図



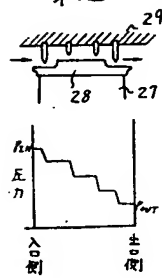
第4図



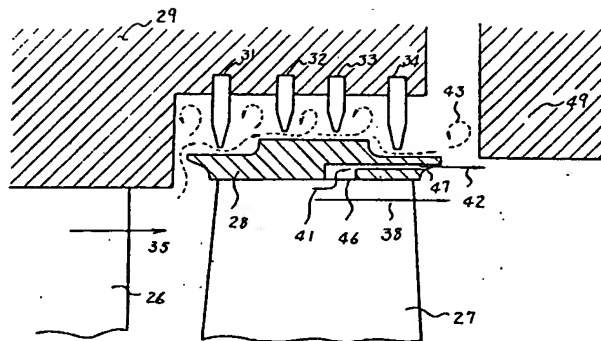
第6図



第7図



第9図



第8図

